

局部相似理论在双轴燃气轮机实时建模中的应用

北京航空航天大学 王雪瑜 朱行健

【摘要】 本文提出的双轴燃气轮机的局部相似理论, 将高压转子看成一台在特定环境下工作的单轴燃气轮机, 将高、低压涡轮及尾喷管看成一个独立的联合部件。用这种方法建立的燃气轮机实时模型, 可降低动态特性参数的维数, 满足计算速度和精度的要求。因而能用于双轴燃气轮机的微机数字控制和对气动性能参数监控中的失效参数实时估值计算。

本文提出了双轴燃气轮机局部相似理论, 它使动态特性的最高维数降为三维。用这种方法建立双轴涡喷发动机动态数学模型, 既满足了实时模型的速度和精度要求, 又大大地减少了原始数据所占有的内存空间。

一、双轴涡喷发动机的动态特性计算

当双轴涡喷发动机处于动态工作时, 描述发动机工作状态和性能的参数均随时间而变。在建立动态特性数学模型时, 如果发动机部件容积较小, 气动过程比转速加减速过程快得多, 则可认为发动机各部件的稳态特性在动态过程仍适用, 各部件容积的蓄质、蓄能效应可忽略。这样, 一个动态过程就可表示成一系列连续变化瞬时稳定状态。因此动态特性计算的数学模型中, 由于在加减速过程中压气机功与涡轮功不平衡, 高、低压转子运动方程是微分方程。

$$\dot{N} = M(n_l, n_h, v) \quad (1)$$

式中: n_l 是低压转子转速, n_h 是高压转子转速; 二维向量 $N = [N_1, N_2]^T$, N_1 、 N_2 分别为 dn_l/dt 、 dn_h/dt ; v 为输入参数, 是四维向量, $v = [v_1, v_2, v_3, v_4]^T$, v_1 、 v_2 、 v_3 、 v_4 分别为飞行高度 H 、飞行 Ma 数 Ma_0 、燃油供油量 q_{mf} 、尾喷管最小截面积 A_9 。

其它方程均同稳态计算中所用的多元非线性代数方程^[1,2]

$$f(n_l, n_h, v) = 0 \quad (2)$$

f 是向量函数, $f = [f_1, f_2, f_3, f_4]^T$, f_1, f_2, f_3, f_4 为迭代计算过程中的残量方程^[1]。

本文在进行非实时动态特性计算中, 采用文献[2]的方法, 对上述方程中的代数方程和微分方程进行分别处理, 用文献[1]的降阶法求解代数方程组(2), 用改进欧拉法求解微分方程组(1)。计算一个状态的特性需 1000 ~ 4000ms。

二、双轴涡喷发动机的局部相似理论

为提高双轴涡喷发动机动态特性的计算速度, 可应用相似理论。对于一台双轴涡喷发

动机, 如认为各个位置的物性参数不变, 则它的动态相似状态由以下五个基本相似参数决定。

$$p_1^*/p_0, A_9, n_h/\overline{T_1^*}, n_h/\overline{T_1^*}, q_{mg}/p_1^* \overline{T_1^*}$$

发动机的其它动态相似参数是这五个基本相似参数的函数。它们是

$$x = Q(y) \quad (3)$$

式中: 向量 $y = [y_1, y_2, y_3, y_4, y_5]^T$, 各分量分别等于上述五个基本相似参数。 n 维向量 $x = [x_1, x_2, \dots, x_n]^T$, 是其它动态相似参数, 各分量可以是 $(dn/dt)/p_1^*$, $(dn_h/dt)/p_1^*$, $\pi^* (= p_i^*/p_1^*)$, T_i^*/T_1^* , W_i/T_1^* 等, 根据实际需要选定, 其中 p_i^* 、 T_i^* 分别是各截面的总压和总温, W_i 是高、低压压气机和涡轮的比功。 Q 是 n 维向量函数, $Q = [Q_1, Q_2, \dots, Q_n]^T$ 。

显然, 由方程组 (3) 算得的各种动态相似参数组成了庞大的五维数组, 用它计算发动机的动态特性, 无论是计算速度还是精度都较难达到实时模型的要求。

为降低实时模型原始数据的维数, 本文提出了局部相似理论。局部相似理论是将双轴涡喷发动机中某些相对独立的部分, 按其周围的工作环境, 利用相似原理进行独立计算。本文将双轴涡喷发动机中高压转子部分和涡轮-尾喷管部分分别作为二个相对独立的部分。

由高压压气机、燃烧室和高压涡轮组成的高压转子相对独立部分, 可看成一台在特殊环境下工作的单轴发动机。这台单轴发动机的进口环境参数是低压压气机出口的总压 p_{11}^* 和总温 T_{11}^* ; 低压涡轮导向器最小截面积, 其值固定。对于这样一台单轴发动机, 确定其动态相似状态的基本相似参数只需三个: p_{11}^*/p_0 , $n_h/\overline{T_{11}^*}$, $q_{mg}/p_{11}^* \overline{T_{11}^*}$ 其它相似参数是这三个的三维函数, 表达式为:

$$x_h = f_h(y_h) \quad (4)$$

式中三维向量 $y_h = [y_{h1}, y_{h2}, y_{h3}]^T$ 是三个基本相似参数。 $x_h = [x_{h1}, x_{h2}, \dots, x_{hn}]^T$ 是该相对独立部分的其它动态相似参数, 各分量可以是 $(dn_h/dt)/p_{11}^*$, $q_{ma}/\overline{T_{11}^* p_{11}^*}$ (q_{ma} 是高压转子空气流量), $\pi_{th}^* = p_{th}^*/p_{11}^*$, T_{th}^*/T_{11}^* , W_{th}/T_{11}^* 等, 其中 p_{th}^* 、 T_{th}^* 是高压转子各相应截面的总压和总温, W_{th} 是高压压气机压缩功和高压涡轮膨胀功。由此可见, 用这三个基本相似参数对已算好的三维数组插值, 就可求得高压转子相对独立部分的动态特性。

高、低压涡轮和尾喷管是双轴涡喷发动机中另一个相对独立部分, 即燃气膨胀部分。其基本相似参数有: 总膨胀比 $\pi_E = p_3^*/p_0$, 高、低压涡轮转速相似参数 $n_h/\overline{T_3^*}$ 、 $n_l/\overline{T_{33}^*}$ 和尾喷管最小截面积 A_9 。

涡轮的部件特性图 (图 1) 所示, 由于各等转速线十分接近, 因此用各转速下工作点的连线来代替多根转速线, 这样作出的涡轮简化特性仍可以保持较好的计算精度。于是, 通过高、低压涡轮的流量相似参数成为涡轮膨胀比 π^* 单值函数, 即

$$q_{mg3} \overline{T_3^*}/p_3^* = f(\pi_{th}^*) \quad (5-1)$$

$$q_{mg33} \overline{T_{33}^*}/p_{33}^* = f(\pi_{tl}^*)$$

$$(\pi_{tl}^* = p_{33}^*/p_4^*) \quad (5-2)$$

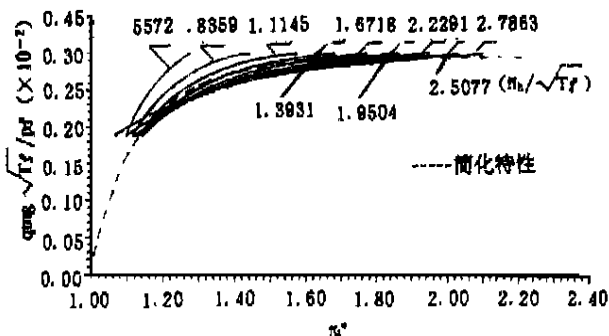


图 1 涡轮特性图

通过尾喷管的流量相似参数是尾喷管膨胀比 π_e (p_9^*/p_o) 和出口最小截面积 A_9 的函数

$$q_{mge} \quad \overline{T_9^*/p_9^*} = f(\pi_e, A_9) \tag{5-3}$$

又由

$$q_{mg33} \quad \overline{T_{33}^*/P_{33}^*} = \frac{q_{mg33}}{q_{mg3}} \frac{q_{mg3}}{p_3^*} \frac{T_3^*}{p_3^*} \pi_{h1}^{(n_3+1)/2n_1} \tag{5-4}$$

$$q_{mge} \quad \overline{T_9^*/P_9^*} = \frac{q_{mge}}{q_{mg33}} \frac{q_{mg33}}{p_{33}^*} \frac{T_{33}^*}{p_{33}^*} \pi_{l2}^{n_2+1} \left(\frac{1}{\sigma_e} \right)^{(n_3+1)/2n_3} \tag{5-5}$$

$$\pi_E = \pi_h^* \cdot \pi_l^* \cdot \pi_e \cdot \sigma_e \tag{5-6}$$

$$\sigma_e = p_9^*/p_4^* \tag{5-7}$$

式中 q_{mg33}/q_{mg3} , q_{mge}/q_{mg33} 由冷却空气系数决定, 当冷却空气系数给定时为已知量。由方程组 (5) 可见, 涡轮和尾喷管各截面的燃气相似参数和各部分的膨胀比可以是 π_E 和 A_9 的二维函数。膨胀部分涡轮和尾喷管特性的这种表示法称为涡轮-尾喷管联合特性。记为:

$$x_{te} = f_{te}(y_{te}) \tag{6}$$

式中 $y_{te} = [y_{te1}, y_{te2}]^T$, 是涡轮和尾喷管部分的基本相似参数, 分量 $y_{te1} = \pi_e$, $y_{te2} = A_9$ 。其它相似参数 $x_{te} = [x_{te1}, x_{te2}, \dots, x_{te7}]^T$, 是 7 维向量, 七个分量分别为: $q_{mg3} \quad \overline{T_3^*/p_3^*}$, $q_{mg33} \quad \overline{T_{33}^*/p_{33}^*}$, $q_{mge} \quad \overline{T_9^*/p_9^*}$, π_h^* , π_l^* , π_e , σ_e 。应用涡轮-尾喷管联合特性这部分计算十分简便。

计算表明, 改变 A_9 对高压涡轮膨胀比 π_h^* 和流量相似参数影响很小, (图 2)。此仍低压涡轮导向器截面积不变所致。因此高压涡轮部分的相似参数只是 π_Σ 的一维函数。(6) 式可改为

$$x_{th} = f_{th}(y_{th}) \tag{7}$$

$$x_{tle} = f_{tle}(y_{tle}) \tag{8}$$

方程组 (7) 是求解高压涡轮特性的方程, 其中 $y_{th} = \pi_\Sigma$; 二维向量 $x_{th} = [x_{th1}, x_{th2}]^T$, 其中 $x_{th1} = q_{mg3} \quad \overline{T_3^*/p_3^*}$, $x_{th2} = \pi_h^*$, 可见计算高压涡轮的特性只需用一维插值。方程组 (8) 是低压涡轮和尾喷管部分的方程, 式中 $y_{tle} = y_{te}$; 五维向量 $x_{tle} = [x_{tle1}, x_{tle2}, x_{tle3}, x_{tle4}, x_{tle5}]^T$, 各分量分别等于 x_{te} 中除 x_{th} 以外的另外五个分量。

综上所述, 采用局部相似理论可把由方程组 (3) 庞大的五维数组降为由方程组 (4)、(7)、(8) 得到的三维、一维、二维数组, 把五维插值降为三维以下的插值。这种方法不但节省了大量的计算机内存, 更重要的是明显提高计算速度和精度。本文用局部相似理论建立的某双轴涡喷发动机实时模型, 较好地满足了实时模型所要求的计算速度和精度。

三、应用局部相似理论的双轴涡喷发动机实时模型

建立双轴涡喷发动机实时模型时, 先按发动机使用的工作范围, 取 $n_n/\overline{T_{11}^*}$, $q_{mf}/p_{11}^* \quad \overline{T_{11}^*}$, p_{11}^*/p_o^* 三个基本相似参数的一维数组, 算出与高压转子相对独立部分有关的其它相似参数随上述三个基本相似参数变化的三维数组; 按 π_h^* 和 A_9 的可能范围, 算出透平-尾喷管联合特性中高压涡轮相似参数的一维数组和低压涡轮到尾喷管部分相似参数的二维数组。计算结果作为双轴涡喷发动机实时模型的原始数据, 储存在计算机内。

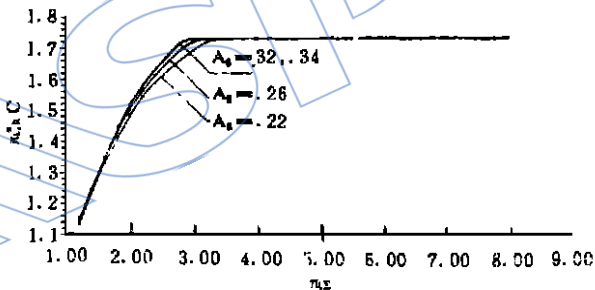


图 2 膨胀比随总膨胀比的变化关系

实时模型的计算程序如下: 根据已知数据, p_{o1} 、 p_{11}^* 、 T_{11}^* 、 n_{l1} 、 n_{h1} 、 q_{mf} , 先计算低压压气机特性。已知低压压气机转速相似参数 n_{l1}/T_{11}^* , 试给低压压气机特性图的辅助变量 β_{l1} 值, 算出低压压气机出口参数 p_{11}^* 、 T_{11}^* 以及低压压气机空气流量 q_{mal} 。根据确定高压转子相对独立部分的三个基本相似参数: n_{h1}/T_{11}^* 、 q_{mf}/p_{11}^* 、 T_{11}^*/p_{o1} , 用插值法得到通过高压转子的空气流量相似参数 $q_{mah}/T_{11}^*/p_{11}^*$, 从而求得通过高压转子的空气流量 q_{mah} 。建立残量检查方程 $Z = (q_{md} - q_{mah}) / q_{md}$ 。若残量 Z 大于某规定的小量, 则修正 β_{l1} 进行迭代计算, 直到残量 Z 小于某规定值为止。计算表明迭代计算极易收敛。迭代计算成功, 即确定了低压压气机在特性图上的工作点, 同时也确定了高压转子的相似工作状态, 再用插值法即可从高压转子的原始数据查得 dn_h/dt 和 p_{33}^* 、 T_{33}^* 、 β_h 等参数。

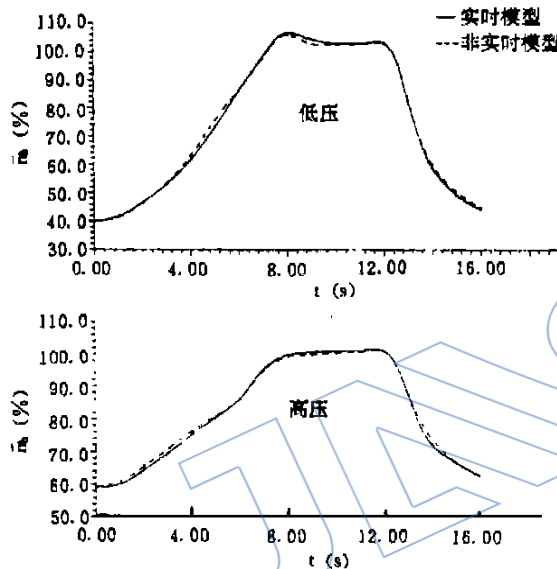


图3 动态过程实时与非实时模型计算结果

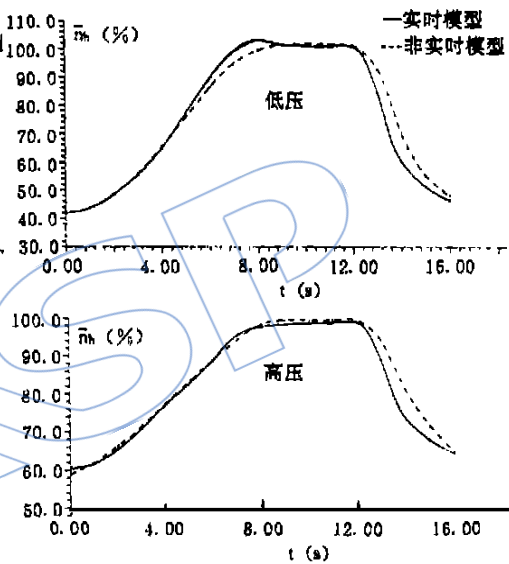


图4 动态过程实时模型计算结果与实验值比较

低压转子的 dn_l/dt 是根据低压压气机消耗功率 W_{kl} 和低压涡轮功率 W_{tl} 由下式求得

$$dn_l/dt = [(q_{ma} + q_{mf}) W_{tl} \eta_m - q_{ma} W_{kl}] (30/\pi)^2 I_l n_l$$

式中 I_l 为低压转子的转动惯量。低压压气机的比功 W_{kl} 可根据低压压气机特性求得。低压涡轮的比功 W_{tl} 则需用涡轮-尾喷管联合特性查得的 π_{tl}^* 和由高压转子相似状态提供的 T_{33}^* 以及低压涡轮特性提供的 η^* 计算而得。

用欧拉法或改进欧拉法即可求出下一瞬时的 n_l 和 n_h

用局部相似理论建立的双轴涡喷发动机实时模型计算的过渡过程与非实时模型的计算结果相比较如图 3 所示。上述实时模型计算结果与实验数据比较如图 4 所示。

参 考 文 献

- [1] Zhu Xingjian, et al, "Convergence of Performance Calculation of Twin Spool Turbojet and Turbofan", ASME 85-IGT-82
- [2] 张学良、朱行健、王雪瑜, "双轴涡喷发动机动态过程数字仿真方法", 中国航空学会(动力)第2届推进系统气动热力学学术讨论会, CSAA PP-86-17
- [3] Ю. Б. 柳鲍穆德罗夫著, "相似理论在燃气涡轮发动机调节系统设计中的应用", 国防工业出版社, 1975 年。

NONUNIFORM EROSION BURNING IN STAR-CORE GRAIN IN A SOLID-PROPELLANT ROCKET ENGINE

Xu Shaomin and Li Fengliang

(*Beijing University of Aeronautics and Astronautics*)

ABSTRACT

The experimental investigation of erosive burning in one lobe of the star-core grain in a solid-propellant rocket engine was carried out. The experimental results show that the erosive burning rate in the star recess is higher than that at the star point. The nonuniformity of erosive burning is dependent on the average flow velocity parallel to the burning surface, the chamber velocity parallel to the burning surface, the chamber pressure and the geometry of the cross-section. From comparison between the calculational results and experimental data it is concluded that the nonuniformity of the erosive burning comes mainly from the nonuniformity of the velocity distribution.

EFFECT OF CATALYSTS ON THERMAL DECOMPOSITION OF HMX/ AP/ HTPB PROPELLANT

Zhu Hui and Zhang Reng

(*National University of Defence Technology*)

ABSTRACT

The effects of some catalysts on the thermal decomposition of HMX/ AP/ HTPB propellant are studied with the differential scanning calorimetry (DSC). The experiments demonstrate that the mixture of HMX/ AP/ = 1/1 (weight) has specific decomposition characteristics. The catalysts (such as PbO_2 , $\text{Na}_2\text{S}_2\text{O}_8$, Fe_3O_4 , CO_2O_3 and $\text{Pb Cr}_2\text{O}_4$) which are able to increase the burning rate of the propellant, primarily raise the chemical reaction rate in gaseous phase.

PARTIAL SIMILARITY AND A REAL-TIME MODEL OF TWIN-SPOOL GAS TURBINE

Wang Xueyu, Zhu Xingjian

(*Beijing University of Aeronautics and Astronautics*)

ABSTRACT

Partial similarity of twin-spool gas turbine means that the high pressure rotor can be considered as a single-spool gas turbine operating under a specific circumstance, the high and low pressure turbines and exhaust nozzle are considered a single components of a combination. In formulation of a real-time gas turbine model, this method reduces dimensions of the dynamic parameters of the model. Therefore, calculation speed and accuracy of the model are good enough for real-time modeling. Thus the model is capable of microcomputer digital control of gas turbine and of real-time estimation of malfunctioned parameters in the gas turbine monitoring system.